

文章编号:1000-8055(2009)07-1564-06

最大飞行马赫数 3.5 的吸气式动力方案 初步研究

陈 敏, 唐海龙, 刘大响, 金 捷
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对某高超声速飞行器飞行任务对低速推进系统的需求 ($Ma \leq 3.5$), 以某小涵道比加力混排涡扇发动机为背景机提出了两套布局方案. 研究表明: 对于加力涡扇发动机 (TF) 方案, 通过对背景发动机控制规律的优化, 能有效降低发动机在高空大马赫数工作状态时混合器内外涵的总压差异, 并且能获得更低的发动机单位耗油率. 对于加力涡扇/亚燃冲压并联组合发动机方案, 与 TF 方案相比, 进气道和喷管的各自独立使其在结构上更加复杂, 质量会大大增加, 技术风险加大.

关 键 词: 高超声速飞行器; 混排加力涡扇发动机; 涡扇冲压组合发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Conceptual design of Mach number 3.5 air-breathing propulsion system

CHEN Min, TANG Hai-long, LIU Da-xiang, JIN Jie

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Two sets of propulsion concept were analyzed based the existent low bypass ratio augmented turbofan engine with mixed exhaust nozzle, in order to meet the mission requirements on the low Mach propulsion system ($Ma \leq 3.5$) in the hypersonic transportation. The result shows: as for the turbofan (TF) concept, by means of optimizing the control law of the base turbofan engine, total pressure difference between the two streams at the mixed zone was effectively reduced, contributing to flow organization at the afterburner inlet and flame stability. Also, the optimized control law contributes to lower specific fuel consumption. As for the turbofan/ramjet combined cycle engine concept with over-under configuration compared with the TF concept, independent inlet and nozzle were both required for the two engine models due to the aerodynamic mismatch during mode transition, which would increase the structure complexity, weight and technology risk.

Key words: hypersonic transportation; mixed flow augmented turbofan engine; turbofan/ramjet combine cycle engine

根据某两级入轨携带有效载荷的高超声速飞行器的飞行任务需求, 为了实现可重复起降, 使用普通航空煤油燃料, 降低发射成本的要求^[1], 该飞

行器的低速推进系统需采用吸气式动力装置来实现, 飞行马赫数范围为 $0 \sim 3.5$, 并且起飞推力需求为 310 kN. 图 1 给出了高超声速飞行器低速推

收稿日期: 2008-07-25; 修订日期: 2008-12-08

作者简介: 陈敏 (1979 -), 男, 海南海口人, 讲师, 博士, 主要从事专业研究方向: 航空发动机总体性能优化与设计.

进系统的飞行包线和爬升轨迹.然而,对最大飞行马赫数为 3.5 的吸气式动力装置进行全新的研制是一个风险高、耗资大、周期长的过程,因此,在已有或在研航空发动机的基础上进行系列发展是降低技术风险、节约研制成本、缩短研制周期的技术途径^[2].本文在某混排涡扇发动机的基础上,针对最大飞行 $Ma=3.5$ 的飞行器要求,提出了两种动力装置布局方式:小涵道比的混排加力涡扇发动机的布局 and 混排加力涡扇/亚燃冲压上下并排放置的组合发动机布局^[3];然后对这两种布局方案展开初步的比较研究,分解主要关键技术,为方案的进一步优选和细化作准备.

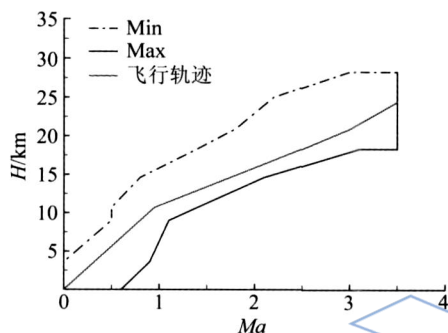


图 1 $Ma=3.5$ 高超声速飞行器低速推进系统的飞行包线和飞行轨迹

Fig. 1 Flight envelope and flight trajectory of the low Mach propulsion for the hypersonic aircraft ($Ma=0\sim3.5$)

1 两套方案设计参数及控制规律的选取

对于加力涡扇发动机布局,通过对某原型机进行衍生发展,使发动机的工作马赫数范围能够拓展为 $0\sim3.5$,飞行高度范围为 $0\sim27$ km.对于加力涡扇/冲压并联组合发动机方案,涡扇模式工作马赫数为 $0\sim2.5$,飞行高度为 $0\sim21$ km;在 $Ma=2.5$,涡扇模式完成向冲压模式的转换,涡扇模式关闭,冲压模式开始工作;冲压模式的工作马赫数范围为 $2.5\sim3.5$,飞行高度为 $21\sim27$ km.选择马赫数 2.5 作为两种模式的转换工作点是考虑了原型机的最大工作马赫数范围.为了叙述的方便,加力涡扇发动机布局简称 TF (turbofan),加力涡扇/冲压并联组合布局简称 TFRJ (turbofan/ramjet).

由于两套方案的起飞需求推力一致,因此两

套方案均把起飞状态选为发动机的设计点,并选用相同的设计参数.为了提高设计方案的可行性,涡扇发动机设计参数的选取体现了国内某原型涡扇发动机的设计水平.出于研究背景的考虑,涡扇发动机设计参数只给出初步描述:涡轮前温度为 $1800\sim2000$ K 左右,涵道比为 $0.2\sim0.5$ 左右,总增压比为 $20\sim30$ 左右.

为了有利于方案的比较,在 $Ma\leq 2.5$,两种布局的涡扇发动机均采用相同的控制规律;当 $Ma>2.5$ 以后,并联方案冲压模式在各个主要工作点的控制规律选取依照了如下的设计原则:

1) 并联方案冲压模式在各个主要工作点的需用推力与 TF 方案的推力保持一致.

2) 根据冲压模式的设计点热力循环分析可知,高的冲压燃烧室出口燃气温度有利于降低发动机的单位耗油率^[4];为了降低冲压模式的单位耗油率,在满足最大增温比(冲压燃烧室出口燃气温度/冲压燃烧室进口燃气温度)小于 2.6 的限制条件下,冲压燃烧室出口温度 T_7 的取值尽可能高.

3) T_7 选定之后,通过 A_8 调节进气流量来获得所需的发动机推力.

图 2 给出了爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案的控制规律($Ma=0\sim3.5$).图中, A_8/A_{8ds} 表示归一化的喷口喉道面积, N_2 表示高压转子相对物理转速.在整个爬升过程,TF 方案的加力燃烧室出口温度一直保持在 2150 K.图 3 给出了 TFRJ 方案冲压模式在爬升状态工作的控制规律.图中 T_1 表示发动机进口气流总温.

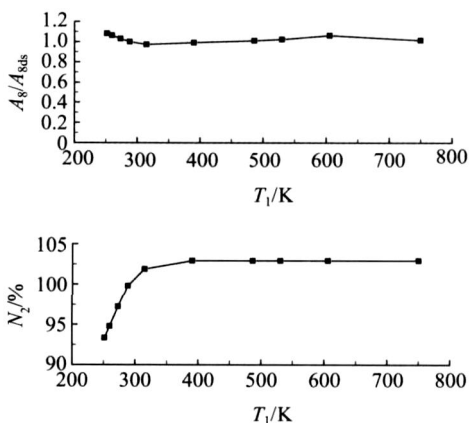


图 2 爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案的控制规律 ($Ma=0\sim3.5$)

Fig. 2 Control law along the climb trajectory for the TF concept ($Ma=0\sim3.5$)

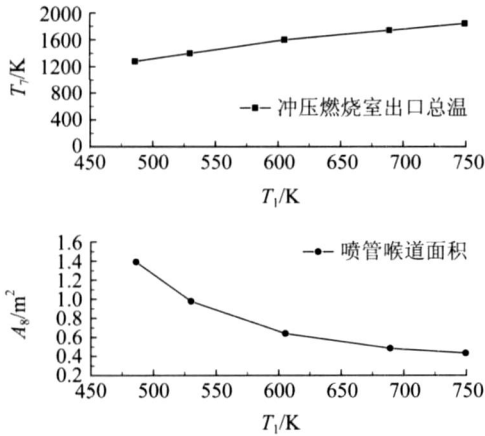


图 3 爬升状态沿飞行轨迹 TFRJ 方案冲压模式的控制规律 ($Ma = 2.5 \sim 3.5$)

Fig. 3 Control law along the climb trajectory for the TFRJ concept ($Ma = 2.5 \sim 3.5$)

2 两套方案综合特性比较研究

2.1 TF 方案综合特性研究

图 4 给出了爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案的非安装性能 ($Ma = 0 \sim 3.5$). 图中 F/F_{ds} 表示归一化的推力, SFC/SFC_{ds} 表示归一化的单位燃油消耗率. 由图 4 可得, 随着飞行马赫数的增加, 推力逐渐减小, 耗油率逐渐上升. 在 $Ma = 3.5$, 发动机能提供的推力为最大起飞推力的 22.7%, 单位耗油率为起飞耗油率的 130%. 图 5 给出了爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案的涡轮前温度 T_4 . 由图可得, 采用图 2 所示的发动机控制规律, 最大的涡轮前温度出现在 $Ma = 1.5$ 工作点, 为 1910 K; 在 $Ma = 3.5$, 涡轮前温度仅为 1742 K, 远低于涡扇发动机 2000 K 的涡轮前温度限制条件. 图 6 的计算结果表明, 爬升状态沿飞行轨迹风扇和压气机的

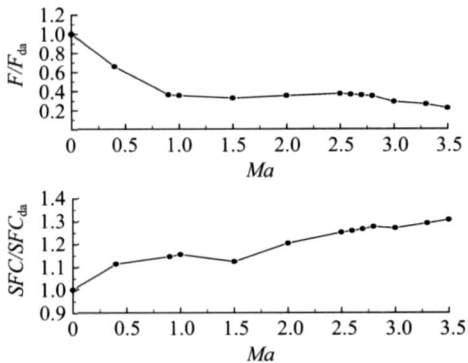


图 4 爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案的非安装性能 ($Ma = 0 \sim 3.5$)

Fig. 4 Uninstalled performance along the climb trajectory for the TF concept ($Ma = 0 \sim 3.5$)

喘振裕度均大于 15%, 在发动机安全工作的范围之内. 图中, SM_{fan} 表示风扇喘振裕度, SM_{compr} 表示压气机喘振裕度.

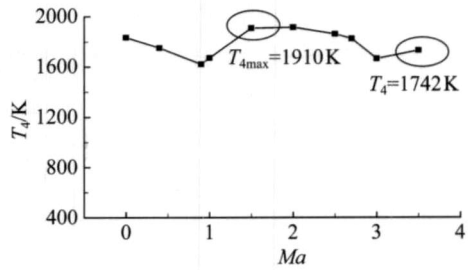


图 5 爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案的涡轮前温度 ($Ma = 0 \sim 3.5$)

Fig. 5 Turbine inlet temperature along the climb trajectory for the TF concept ($Ma = 0 \sim 3.5$)

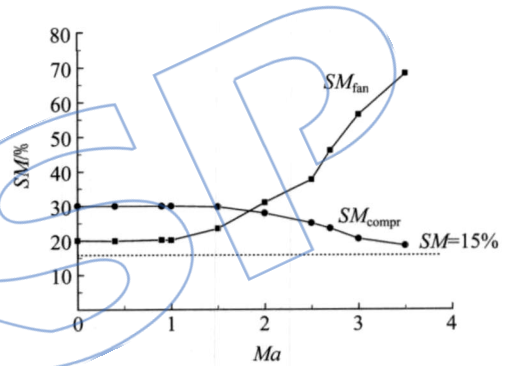


图 6 爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案的喘振裕度 ($Ma = 0 \sim 3.5$)

Fig. 6 Surge margin along the climb trajectory for the TF concept ($Ma = 0 \sim 3.5$)

图 7 给出了爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案混合器进口内外涵气流马赫数. 图中 Ma_{a6} 表示混合器外涵进口马赫数, Ma_{a5} 表示混合器内涵进口马赫数. 由图可得, 当飞行 $Ma > 2.0$, 混合器进口内外涵气流马赫数的差异逐渐变大. 在内外涵静压平衡的前提下, 混合器进口内外涵气流马赫数的差异直接反映了混合器进口内外涵气流总压的差异. 混合器进口内外涵气流总压的差异将加大了两股气流的掺混损失及加力燃烧室进口气流的不均匀性, 因此不利于加力燃烧室火焰的稳定, 给加力燃烧室的设计提出了新的挑战.

2.2 TFRJ 方案综合特性研究

图 8 给出了相同推力水平下两种方案的燃油流量对比 ($Ma = 2.5 \sim 3.5$). 图中 W_f/W_{fds} 代表归一化的单位燃油流量. 由图 8 可得, TFRJ 方案的单位燃油消耗量要低于 TF 方案, 在 $Ma = 3.5$ 处, TFRJ 方案比 TF 方案要低 10.6%.

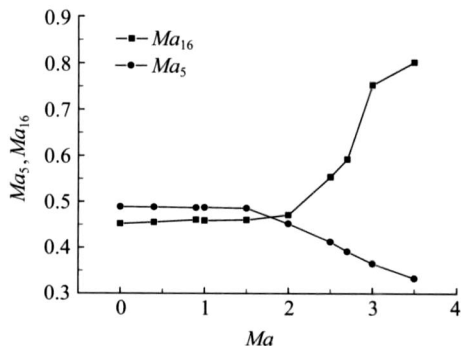


图 7 爬升状态沿飞行轨迹 TF 方案混合器进口内外涵气流马赫数 ($Ma=0\sim 3.5$)

Fig. 7 Flow Mach number of the two streams at the mixing zone along the climb trajectory for the TF concept ($Ma=0\sim 3.5$)

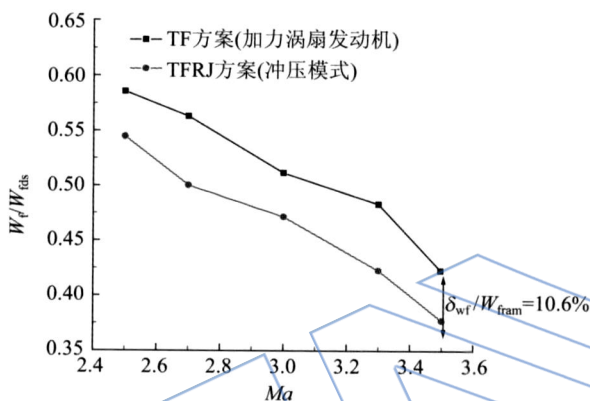


图 8 相同推力水平下两种方案的燃油流量对比 ($Ma=2.5\sim 3.5$)

Fig. 8 Fuel flow comparison between the two concepts at the same thrust level ($Ma=2.5\sim 3.5$)

图 9 给出了在转换工作点 TFRJ 方案两种模式需要的空气流量对比 ($Ma=2.5\sim 3.5$)。图中 W_a/W_{ads} 代表归一化的空气流量。由图可得,在 $Ma=2.5$ 转换工作点,相同的推力水平条件下,涡扇模式需要的空气流量要小于冲压模式的空气流量,两者的差别高达 58%。

如果 TFRJ 方案共用进气道,这将给进气道在转换工作点的流量调节提出了新的难题:转换前后空气流量的显著差异将加大进气道的调节难度;进气道调节的不利将会带来极大的放气阻力或溢流阻力从而影响发动机的安装推力。因此,对于并联方案,涡扇模式的进气道和冲压模式的进气道有可能需要相互独立。

图 10 给出了在模式转换工作点两种发动机模式喷管喉道处总压对比 ($Ma=2.5$)。由图可得,在 $Ma=2.5$ 处,两种模式喷管喉道处的总压相差较大。因此,对于 TFRJ 方案,如果共用喷管扩张

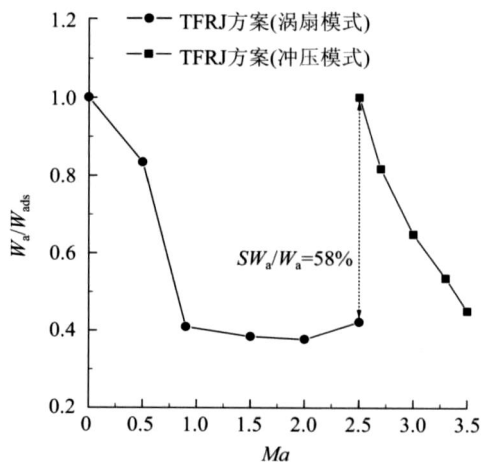


图 9 TFRJ 方案模式转换工作点两种模式需要的空气流量差异 ($Ma=2.5$)

Fig. 9 Mass flow difference between the two engine modes during mode transition ($Ma=2.5$)

段,在转换前后,涡扇模式的气流会回流到冲压模式造成冲压燃烧室的熄火。为了保证两种模式的稳定工作,TFRJ 方案两种模式的喷管扩张段也需要相互独立。

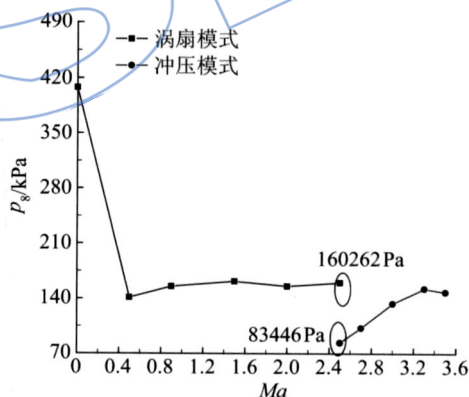


图 10 TFRJ 方案模式转换工作点两种模式的喷管喉道处总压对比 ($Ma=2.5$)

Fig. 10 Total pressure comparison between the two engine modes at the nozzle throat area during mode transition ($Ma=2.5$)

综上所述,对于 TFRJ 方案,虽然采用冲压模式降低了 $Ma=2.5\sim 3.5$ 范围内的燃油流量,但由于转换前后两种模式气动上的不匹配,进气道和喷管有可能需要各自独立。与 TF 方案相比,结构上更加复杂,质量会大大增加。

3 TF 方案控制规律优化研究

根据上节的研究结果,对于 TF 方案,混合器进口内外涵气流总压的差异加大了加力燃烧室的设计难度。因此,这一节主要研究:在不超温、不超

转、不喘振的前提下,能否通过喷口喉道面积控制规律的重新优化设计来解决混合器进口内外涵气流总压的差异问题. 利用 Newton-Raphson 方法对控制规律进行优化^[5],图 11 给出了经过优化的喷管面积控制规律. 由图可得,与原有控制规律相比,沿着飞行轨迹,经过优化的喷管喉道面积逐渐减少. 图 12 的优化结果表明,在马赫数 3.5 工作点,内外涵的压差由 28 % 缩小为 9 %,因此有利于加力燃烧室进口空气流量的组织和火焰的稳定,从而缩小了加力燃烧室的改型和重新设计的难度.

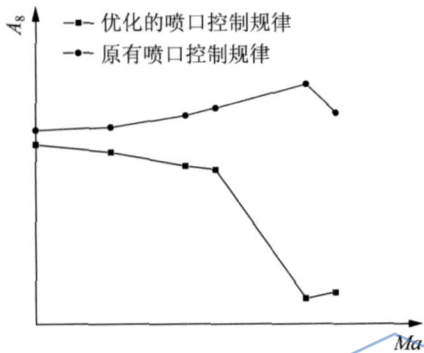


图 11 喷管喉道面积控制规律优化结果

Fig. 11 Optimized control law for the nozzle throat area

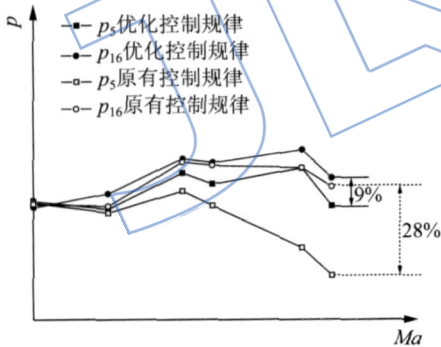


图 12 优化控制规律对混合器内外涵压差的影响

Fig. 12 Pressure difference between the two streams at the mixing zone with the optimized control law

图 13 给出了喷管喉道面积优化后对涡轮前温度的影响. 由图可得,缩小喷口喉道面积使得涡轮前温度大大提高,在马赫数 3.5 超声速巡航工作点,涡轮前温度从 1743 K 上升为 1959 K,但仍在发动机所允许的涡轮前温度的限制范围. 通过对各部件的匹配研究,可以得出:一方面,喷管喉道面积的收缩使风扇压比基本保持不变,压气机压比略有上升,使得风扇和压气机的耗功增加,另一方面,喷管喉道面积的收缩使得涡轮的总膨胀

比下降;在涡轮总膨胀比下降的前提下,必须通过提高涡轮前温度来增加涡轮的输出功.

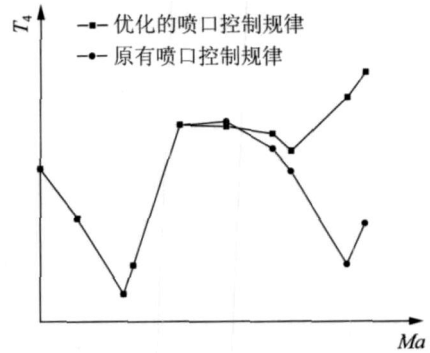


图 13 喷管喉道面积控制规律优化对涡轮前温度的影响

Fig. 13 Turbine inlet temperature with the optimized control law

图 14 给出了喷管喉道面积控制规律优化对推力的影响,由图我们可得出,在 Ma 大于 2.5 以后,喷管面积的收缩使得发动机的推力略有下降,这是由于,喷管面积收缩一方面使得进入发动机的空气流量减小,这是不利于提高发动机推力的因素;喷管喉道面积的缩小却使得喷管排气总压上升及排气总温上升,这是有利于提高发动机推力的因素. 喷管面积缩小后,这三个因素的共同作用使得发动机的推力略有下降.

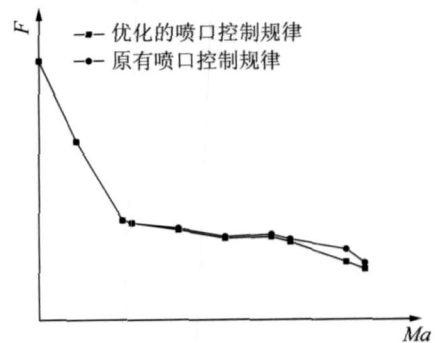


图 14 喷管喉道面积控制规律优化对推力的影响

Fig. 14 Thrust prediction with the optimized control law along the flight trajectory

图 15 给出了喷管喉道面积控制规律优化对单位耗油率的影响. 由图可得,喷管喉道面积缩小使得发动机的单位燃油消耗率下降,在马赫数 3.5,与原有控制规律相比,单位耗油率下降 4.55 % 左右. 这是由于,在总压比略有上升的条件下,虽然涡轮前温度的提高使得主燃烧室消耗的燃油增加;然而,在涡轮落压比下降的前提下,涡轮前温度的提高有利于提高进入加力燃烧室的气

流总温,在保持加力燃烧室出口总温不变加力温升下降的前提下可以消耗更少的加力燃油.因此,喷嘴面积缩小仍然有利于降低混排发动机的燃油消耗率.

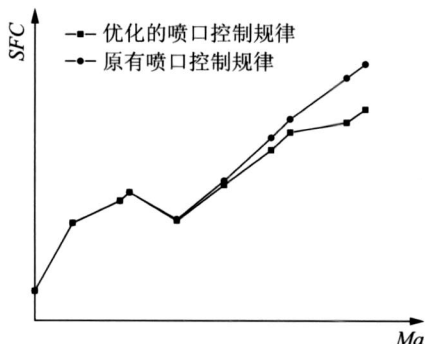


图 15 喷嘴喉道面积控制规律优化对耗油率的影响

Fig. 15 Specific fuel consumption prediction with the optimized control law along the flight trajectory

4 结 论

以某在研小涵道比加力混排涡扇发动机为背景,为某两级入轨携带有效载荷的高超声速飞行器低速推进系统提出了两套初步可行的总体性能设计方案,经过多方面的综合评估得出了如下结论:

1) 对于混排加力涡扇发动机 TF 方案,通过对原型机控制规律的优化,可以有效解决发动机在飞行马赫数大于 2.5 以后混合器进口内外涵气流总压差异过大的问题,有利于加力燃烧室进口气流的合理组织和火焰的稳定,降低了加力燃烧室改型或重新设计的难度;在保证发动机不超温,不超转,不喘振的前提下,TF 方案的最大工作马赫数范围可由原型机的 2.5 拓展到 3.5,可以满足高超声速飞行器对低速推进系统的要求;喷嘴

喉道面积控制规律的优化也使得发动机在高空大马赫数工作时,推力与原型机基本保持不变的前提下降低了单位消耗率.

2) 对于混排加力涡扇/亚燃冲压并联组合 TFRJ 方案,虽然采用冲压模式降低了 $Ma = 2.5 \sim 3.5$ 范围内的非安装耗油率,但由于转换前后两种模式气动上的不匹配,进气道和喷管需要各自独立,与 TF 方案相比,结构上更加复杂,质量会大大增加,并且安装耗油率需要进一步的评估.

3) 鉴于两种设计方案技术风险以及高超声速飞行器对低速推进系统的任务要求两方面因素的考虑,经过原型机控制规律优化的 TF 方案优于 TFRJ 方案,可进入下一步的方案细化研究.

参考文献:

- [1] Marshall A W, Ashwani G K, Lewis M J, et al. Critical issues in TBCC modeling[R]. AIAA 2004-3827, 2004.
- [2] 唐海龙,朱之丽,罗安阳. 以已有核心机为基础进行发动机系列发展的初步研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 636-639.
TANG Hailong, ZHU Zhili, LUO Anyang, et al. A preliminary analysis of developing series of engines based on an existing core engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 636-639. (in Chinese)
- [3] Lanshin A I, Sosounov V A. Status of ORYOL-2-1 R & D program combined propulsion systems for SSTO and TS-TO[R]. AIAA-99-4810, 1999.
- [4] 陈敏,朱之丽,朱大明,等. 涡轮/冲压组合发动机性能分析工具[J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 854-859.
CHEN Min, ZHU Zhili, ZHU Daming, et al. Performance analysis tool for turbine based combined cycle engine concept [J]. Yuhang Xuebao/Journal of Astronautics, 2006, 27(5): 854-859. (in Chinese)
- [5] CHEN Min, TANG Hailong, ZHU Zhili, et al. Inlet/TBCC/ nozzle integration concept design [R]. AIAA-2008-4588.